

Analisa Numerik Optimasi Topologi pada *Rib* UAV Fixed Wing MALE (Medium Altitude Long Endurance)

Tri Adi Yudiantara dan Julendra Bambang Ariatedja

Departemen Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

e-mail: ariatedja@me.its.ac.id

Abstrak—*Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) adalah pesawat tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh atau oleh dirinya sendiri melalui program yang diberikan dalam pesawat tersebut. Susahnya menentukan dan mendesain struktur dari sayap pesawat ini menjadi permasalahan yang serius, karena jika konstruksi sayap berat akan menyebabkan flight time menurun. Sehingga perlu dilakukan optimasi pada sayap supaya mendapat hasil konstruksi yang lebih baik. Metodologi yang dilakukan pada penelitian ini adalah dengan membuat model geometri sayap pesawat lalu dilakukan simulasi static structure pada sayap pesawat untuk kemudian dilakukannya optimasi topologi pada ribs tersebut untuk mendapatkan konstruksi struktur sayap yang paling optimal. Tahapan awal dari proses ini adalah dengan memodelkan geometri sayap dengan menggunakan software inventor, lalu penginputan geometri pada software ANSYS, kemudian dilakukan optimasi topologi untuk mengetahui pengaruh pengurangan massa terhadap tegangan yang terjadi dengan melakukan berbagai variasi massa retain yaitu 50%, 60%, 70%, dan 80 sehingga dapat tercapai pemilihan desain terbaik dari kedua metode tersebut. Hasil dari penelitian ini diantaranya tegangan pada sayap UAV tanpa adanya optimasi topologi sebesar 8.02 Mpa, dan deformasi total sebesar 29.186 mm, dengan menggunakan optimasi topologi 60% maka akan menghasilkan pengurangan massa dari 170.6144 gram menjadi 55.642 gram, tegangan maksimum pada sayap sebesar 10.881 Mpa dan deformasi total sebesar 40.252 mm.

Kata Kunci—*Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), *Ribs*, Sayap.

I. PENDAHULUAN

UNMANNED *Aerial Vehicle* (UAV) adalah pesawat tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh atau oleh dirinya sendiri melalui program yang diberikan dalam pesawat tersebut. UAV sangat dikembangkan di ITS, terutama oleh tim Bayucaraka. Struktur sayap UAV terbuat dari kayu balsa dengan menggunakan konstruksi *truss*, akan tetapi sangat sulit untuk menentukan daerah mana pada *ribs* yang harus dilubangi untuk mendapatkan berat yang minimum. Salah satu metode optimasi struktural yang dapat digunakan adalah optimasi topologi [1].

Salah satu bagian yang penting dalam UAV *fixed wing* adalah *ribs* yang terdapat pada konstruksi sayap, yang meliputi sayap kanan dan sayap kiri. Bentuk desain *ribs* dan pemilihan material perlu diperhatikan untuk disesuaikan dengan kegunaan pesawat itu sendiri. Misalkan saja untuk UAV yang digunakan untuk pemetaan, ada dua parameter yang perlu diperhatikan dalam mendesain *ribs*, yang pertama *ribs* harus ringan mungkin. Semakin ringan, maka energi yang dibutuhkan untuk memutar motor semakin kecil dengan durasi terbang dan dimensi pesawat yang sama. Sementara yang kedua, *ribs* harus memiliki nilai kekuatan

yang tinggi untuk menahan beban yang besar pada saat pesawat melakukan manuver [2].

Kayu balsa juga mempunyai kekurangan, yaitu pada perancangan design yang sangat sulit untuk mendapatkan berat yang minimum namun kekuatan tetap baik, sehingga perlu dilakukan optimasi pada *ribs* sayap tersebut untuk meminimalkan berat dari pesawat UAV tersebut. Salah satu metode optimasi yang dapat digunakan adalah optimasi topologi yang diterapkan pada salah satu pabrikan pesawat terbang UAV yang melakukan optimasi topologi pada sayap pesawat UAV [3].

Optimasi topologi adalah metode optimasi struktur yang bertujuan untuk meminimalkan massa dan volume dengan menggunakan pendekatan distribusi tegangan pada suatu material dalam desain tertentu dengan melakukan pelubangan atau pengurangan massa pada bagian material yang menerima tegangan dengan nilai tegangan kecil, sehingga distribusi tegangan dapat disalurkan dengan baik dengan tetap mempertahankan daerah pada material yang mengalami distribusi tegangan yang besar [4].

II. URAIAN PENELITIAN

A. Objek Penelitian

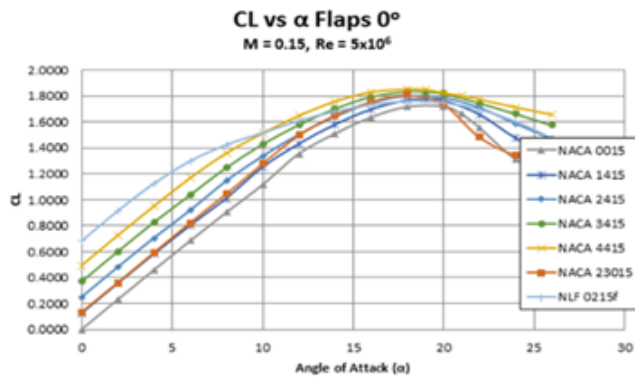
Objek pada penelitian ini merupakan bagian sayap dari Pesawat UAV Fixed Wing MALE. Ukuran dari sayap pesawat tersebut yaitu panjang sebesar 2400 mm dan lebar sebesar 300 mm serta mempunyai konfigurasi *straight wing*.

B. Pengumpulan Data

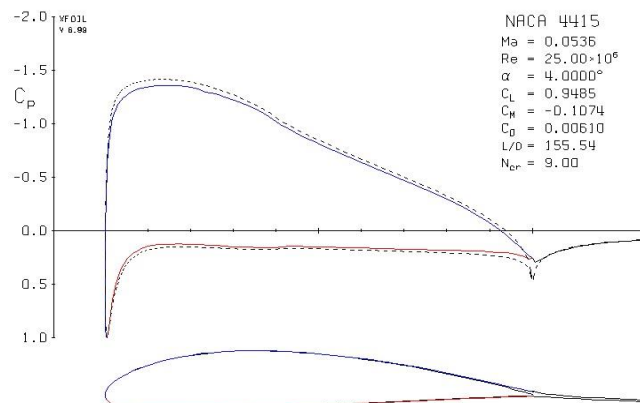
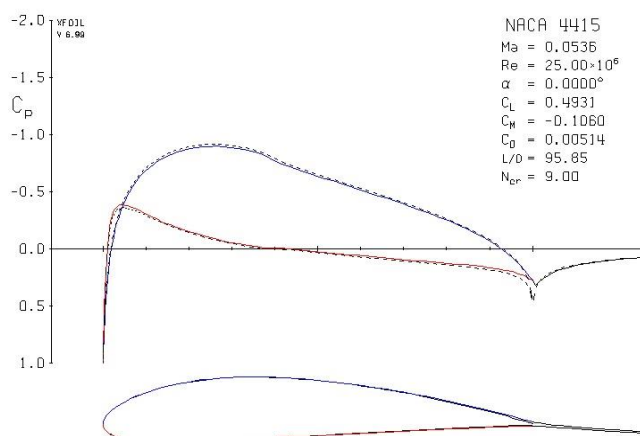
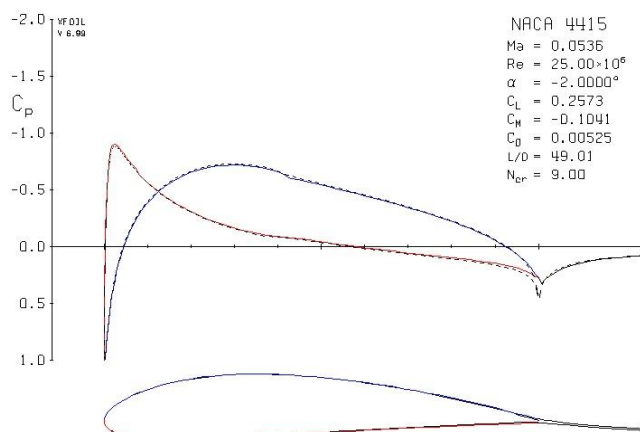
Rib yang terdapat pada sayap menjadi objek utama penelitian ini dimana pesawat yang dianalisa merupakan pesawat UAV milik tim Bayucaraka ITS yang akan digunakan untuk Lomba KRTI. Sebagai penunjang penelitian ini, telah dilakukan pengumpulan data angin dan gaya-gaya yang terjadi pada sayap pesawat ketika melakukan manuver *take off*, *cruise*, dan *landing*.

C. Permodelan dan Analisa Pembebanan Struktur

Tahap awal dari penelitian ini adalah dengan memilih *airfoil* dari tipe *airfoil* NACA. Kriteria pemilihan NACA dapat dilihat dari perbandingan grafik koefisien pada Gambar 1 yang didapatkan dari software *X-Foil*. Software ini dapat menampilkan nilai dari koefisien angkat, koefisien hambatan dan koefisien momen dari *airfoil* keluarga NACA. Data perbandingan 7 *airfoil* diambil dari penelitian terdahulu pada laporan kerja praktek di PT. Dirgantara Indonesia dengan judul Pemilihan *Airfoil* untuk pesawat UAV Fixed Wing MALE dengan hasil *airfoil* yang optimum adalah NACA 4415.



Gambar 1. Koefisien angkat terhadap sudut serang

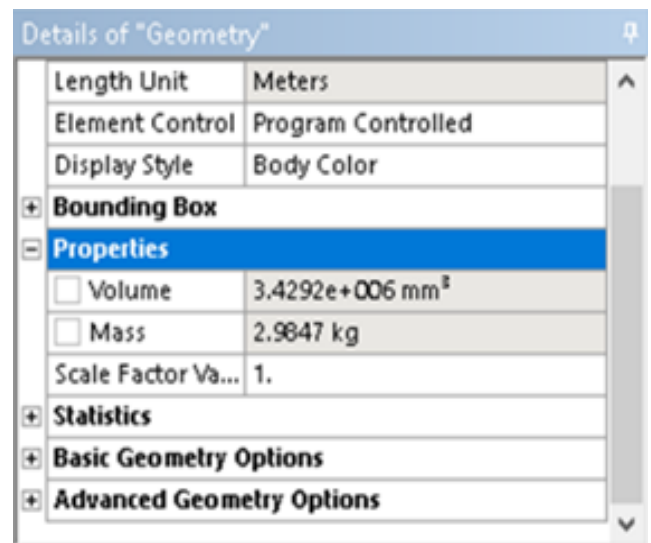
Gambar 2. Data C_L , C_d , dan C_m pada saat *Take-Off*.Gambar 3. Data C_L , C_d , dan C_m pada saat *Cruise*.Gambar 4. Data C_L , C_d , dan C_m pada saat *Landing*.

Hasil perbandingan ketujuh *airfoil* tersebut didapatkan *airfoil* terbaik untuk *UAV Fixed Wing* adalah *airfoil* NACA 4415, dengan nilai koefisien angkat maksimum atau C_L tertinggi dibandingkan *airfoil* lainnya yang terjadi pada sudut serang 16° . NACA 4415 juga mempunyai nilai Koefisien hambat atau C_d yang paling linear dibanding dengan *airfoil* lainnya, sehingga *airfoil* ini mempunyai nilai C_L/C_d atau nilai koefisien *endurance* yang paling tinggi, yaitu 170 pada sudut serang 6° sehingga *airfoil* NACA 4415 dapat terbang dengan *endurance flight* yang besar jika digunakan pada *UAV Fixed Wing* dibandingkan dengan *airfoil* lainnya.

Gaya angkat sayap pesawat pada penelitian studi ini merupakan distribusi gaya angkat yang telah disederhanakan berbentuk *uniform* untuk sayap berbentuk persegi panjang untuk keseluruhan *ribs* berdasarkan keterbatasan data penelitian yang telah didapatkan.

Dengan menggunakan kecepatan maksimum sebagai input parameter pada saat *take-off* yaitu sebesar 54 km/jam atau dengan nilai *Mach number* 0.0536, dengan sudut serang 4° maka *airfoil* NACA 4415 mempunyai nilai koefisien angkat sebesar 0.948, nilai koefisien hambat sebesar 0.0061 dan nilai koefisien momen sebesar -0.107 dapat dilihat pada Gambar 2.

Dengan memasukkan geometri sayap pesawat dan massa jenis dari material *ribs* dan *spar* maka akan diketahui berat pada konstruksi sayap pesawat didapatkan dari hasil simulasi sementara pada *software ANSYS Workbench 18.0*, sehingga didapatkan data berat dari konstruksi sayap pesawat yang digunakan pada penelitian ini seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.

Gambar 5. Berat dari konstruksi sayap *UAV*.

Kecepatan angin yang digunakan mengacu pada data yang didapat dari website Meteoblue dengan variasi ketinggian 10 m dan 80 m, dimana ketinggian 10 m digunakan pada variasi *take off* dan *landing* sedangkan variasi 80 m digunakan untuk variasi *cruise*. Kecepatan angin yang dijadikan referensi yaitu kecepatan angin yang berada di daerah Surabaya pada tanggal 19 Maret 2019 sampai 2 April 2019 dengan variasi arah mata angin tiap 45° , kecepatan angin tiap 1 km/jam, dan ketinggian. Acuan yang digunakan yaitu yang dominan berhembus pada ketinggian 10 m dan 80 m. Kemudian kecepatan angin tersebut dijumlahkan dengan kecepatan pesawat karena diasumsikan arah terbang pesawat melawan arah kecepatan angin, data kecepatan total dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1.
Kecepatan UAV tiap manuver

Manuver	Kecepatan (km/jam)		
	Angin	UAV	Total
Take off	13	54	67
Cruise	17	54	71
Landing	13	50	63

Setelah mendapatkan data kecepatan angin, langkah selanjutnya yaitu mencari nilai-nilai gaya pada sayap pesawat dengan menggunakan *software X-Foil*. Fungsi dari *software* ini adalah untuk mendapatkan nilai dari koefisien angkat, koefisien hambat, dan koefisien momen dari *airfoil* keluarga *NACA*, dengan mendefinisikan parameter yang akan dimasukkan ke dalam *software X-Foil* adalah *Reynold number* (Re) dan *mach number* (ma), dan sudut serang yang diinginkan dari tiap manuver dan didapatkan *output* koefisien angkat (cl), koefisien hambat (cd) dan koefisien momen (cm) seperti pada Tabel 2.

Tabel 2.
Input dan Output Software X-foil

Manuver	Re	ma	Cl	cd	cm
Take off	24 x 10 ⁶	0,0536	1,976	0,0205	-0,065
Cruise	26,6 x 10 ⁶	0,0568	0,948	0,0061	-0,107
Landing	22,5 x 10 ⁶	0,048	1,972	0,0207	-0,064

Dengan menggunakan persamaan 1 untuk mengetahui besar gaya angkat total pada sayap dan persamaan 2 digunakan untuk mendapatkan total gaya hambat (Fd) dari sayap pesawat [4].

$$F_l = \frac{\rho \cdot A \cdot V \cdot C_l}{2} \quad (1)$$

$$F_d = \frac{\rho \cdot A \cdot V \cdot C_d}{2} \quad (2)$$

Sehingga didapatkan hasil gaya angkat sayap pada manuver *take off*, *cruise* dan *landing* seperti pada Tabel 3.

Tabel 3.
Fl dan Fd tiap manuver.

Manuver	Fl (N)	Fd (N)
Take off	487,915	5,061
Cruise	262,977	1,699
Landing	430,566	4,536

D. Simulasi Pembebanan

Jenis permodelan yang akan digunakan pada optimasi topologi terhadap Sayap UAV Wing Fixed ini adalah *Static Structural*. Analisa *Static Structural* dipilih untuk mengetahui batas kemampuan suatu benda dengan geometri dan material tertentu ketika diberikan beban tekan, tarik, momen *bending*, maupun momen puntir.

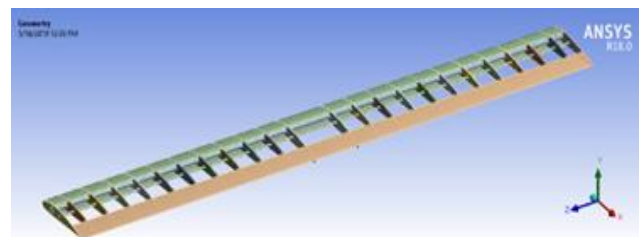
Tahap awal yaitu melakukan *input* karakteristik material. Untuk material *ribs* menggunakan penginputan manual karena tidak terdapat material kayu balsa pada *engineering bar* sesuai dengan properti material kayu balsa. Kayu merupakan material yang bersifat *orthotropic*, yang mana memiliki sifat unik dan memiliki sifat mekanik yang berbeda-beda terhadap tiga sumbu yang berbeda-beda. Tiga sumbu tersebut yaitu longitudinal, radial, dan tangensial. Properti material kayu balsa disesuaikan dengan arah serat kayu pada *ribs*. Hal tersebut dapat dilihat pada Gambar 7.

Untuk material *spar*, didefinisikan menggunakan properti material aluminium yang sudah terdapat pada *engineering bar*. Setelah itu dilakukan permodelan geometri dengan *software Autodesk Inventor*. Kemudian diinput di *software*

ANSYS Workbench 18.0, geometri sayap yang akan dianalisa dapat dilihat seperti pada Gambar 9.

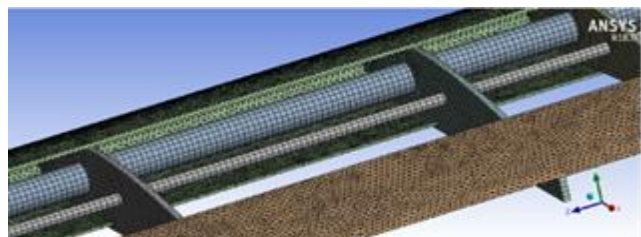
KAYU BALSA ORTHOTROPIK	
Density	220 kg/m ³
Modulus Young X	3380 MPa
Modulus Young Y	50 MPa
Modulus Young Z	160 MPa
Poisson Ratio XY	0.49
Poisson Ratio YZ	0.23
Poisson Ratio XZ	0.23
Shear Modulus XY	120 MPa
Shear Modulus YZ	20 MPa
Shear Modulus XZ	180 MPa
Ultimate Tensile Strength	18 MPa
Ultimate Compressive Strength	18 MPa
Keterangan arah :	
X = Longitudinal	
Y = Tangensial	
Z = Radial	

Gambar 7. Properti Material kayu balsa



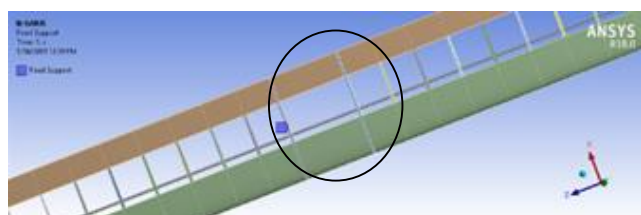
Gambar 9. Model geometri sayap UAV Fixed Wing.

Variasi *meshing* dilakukan dengan *relevance center fine*, *method uniform* dan *element size 3,5 mm* sehingga didapatkan *average mesh metrics 74,56%* yang sudah dilakukan uji konvergensi dengan hasil *meshing* seperti pada Gambar 10.



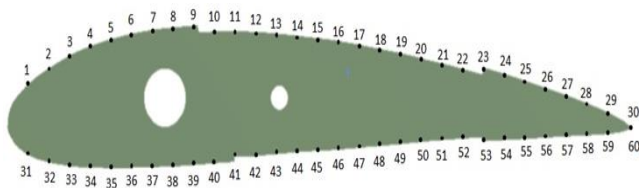
Gambar 10. Meshing pada geometri sayap UAV.

Kemudian dilakukan *input* kondisi batas pada *ribs* yang terhubung dengan *fuselage* dari UAV yaitu *rib pertama* seperti pada Gambar 11.



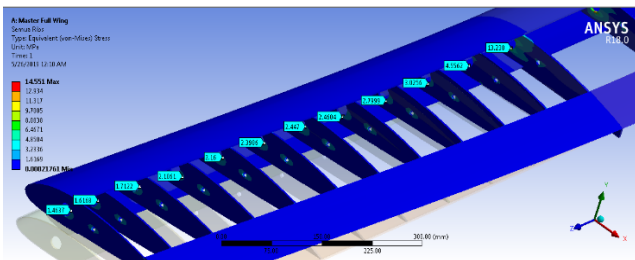
Gambar 11. Kondisi batas fixed support pada dasar sayap UAV.

Gaya terdistribusi yang bekerja yang sesuai dengan hasil koefisien tekanan *software* X-Foil diinputkan pada *Load Condition software* ANSYS. Gaya dimasukkan setiap 10 mm di seluruh permukaan *airfoil* pada geometri. Gaya diinput sesuai dengan kondisi tiap pesawat bermanuver yaitu *take off*, *cruise*, dan *landing* pada tiap titik seperti Gambar 12.



Gambar 12. Letak titik gaya angkat terdistribusi sesuai grafik C_p .

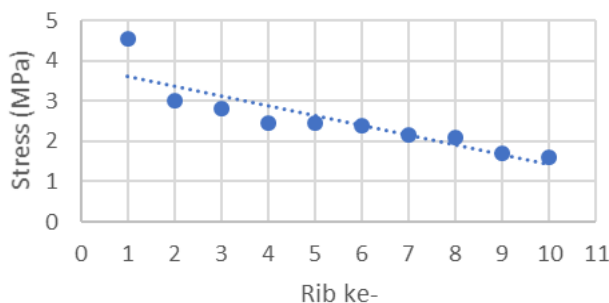
Dari gaya-gaya tersebut dilakukan simulasi *Static Structural* dengan hasil distribusi tegangan dari seluruh *rib* seperti pada Gambar 13.



Gambar 13. Distribusi Tegangan Masing-masing *Rib*.

Nilai tegangan masing-masing *rib* menurun seiring posisinya yang semakin mendekati *wing tip*, hal ini sesuai teori bahwa semakin kecil lengan moment dimana dihitung dari *wing tip* atau ujung sayap sampai ke *rib* yang akan dianalisa, sehingga didapatkan grafik seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.

Stress masing-masing *Rib*



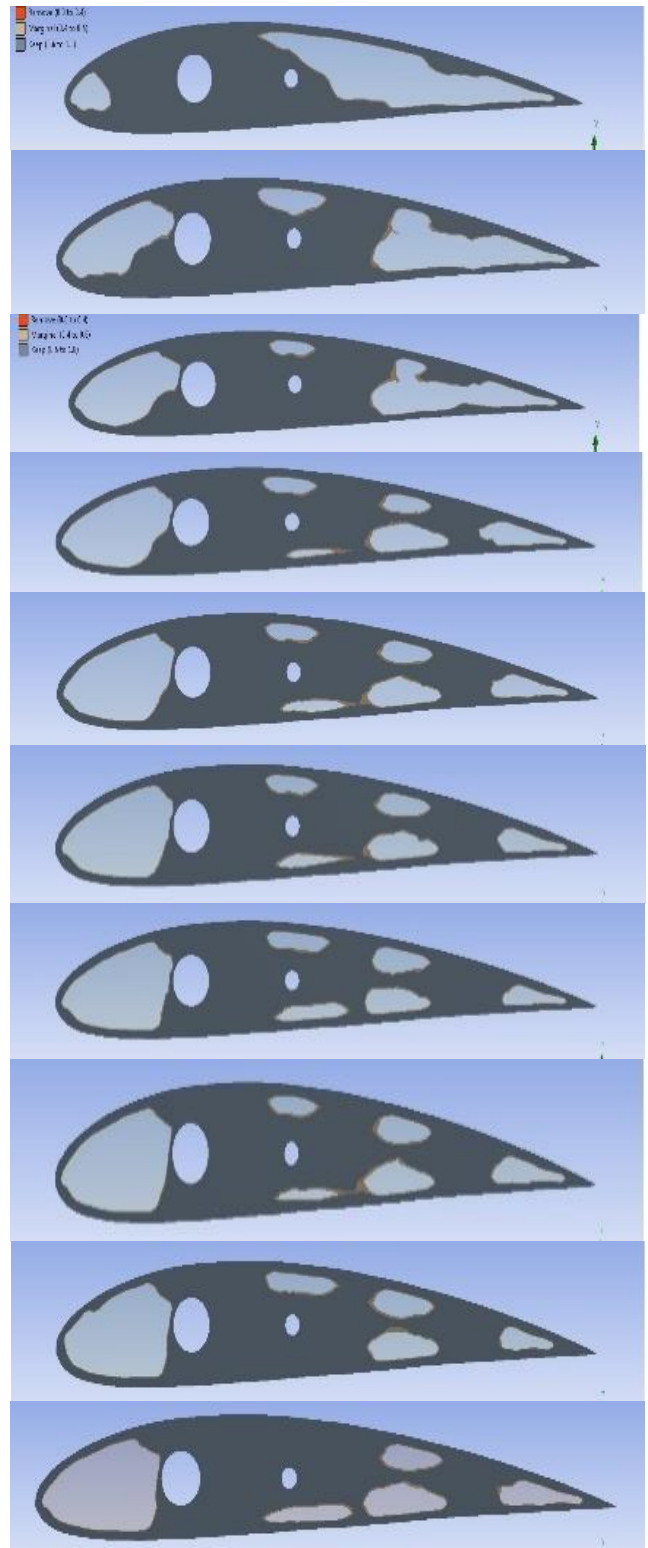
Gambar 14. Grafik Distribusi Tegangan Masing-masing *Rib*.

E. Optimasi Topologi Ribs

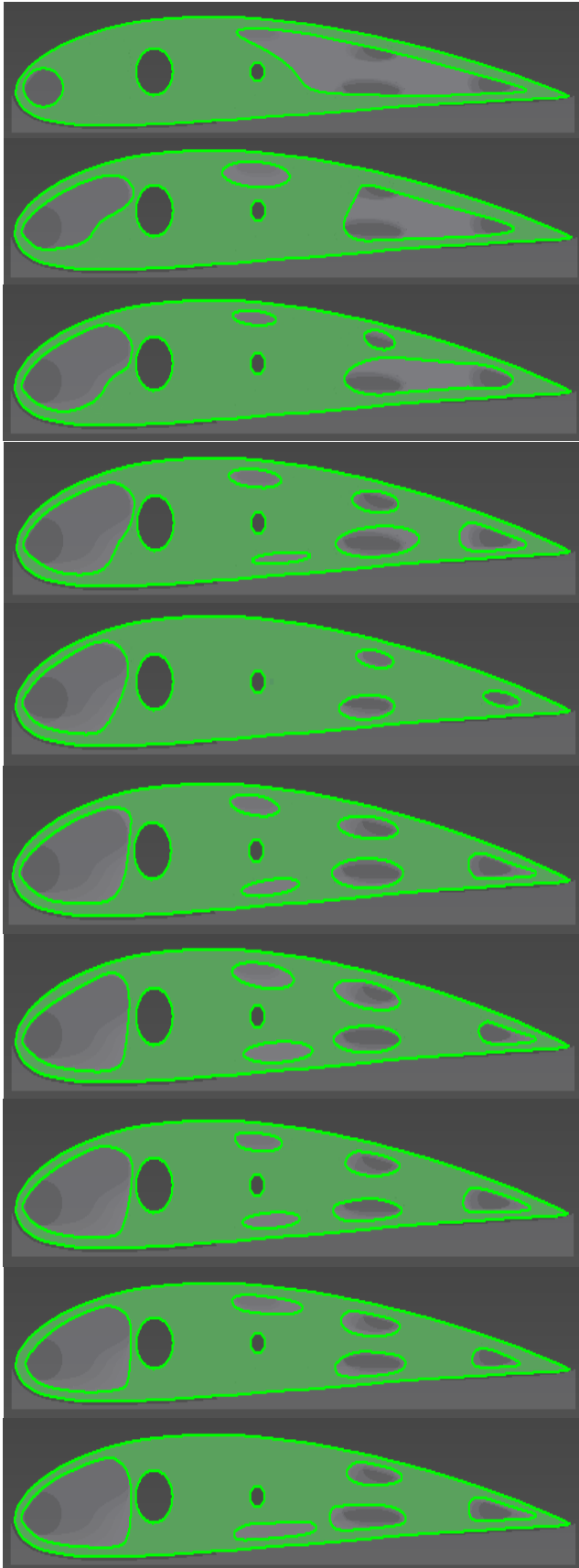
Optimasi topologi diawali dengan menentukan bagian mana yang akan dioptimasi atau biasa dikenal dengan design region dan bagian mana yang dipertahankan atau dikenal exclusion regio. Bagian design region meliputi seluruh isi atau volume dari ribs terpilih atau pada gambar yang ditunjukkan dengan warna biru, dan bagian exclusion region meliputi luasan lubang-lubang sebagai *spar utama* dan *spar support*.

Dilanjutkan dengan proses pendefinisian besar massa *rib* yang ingin dipertahankan atau biasa dikenal dengan massa retain. Massa retain dinyatakan dengan presentase. Pada penelitian ini, penulis memilih variasi massa retain sebesar 80%, 70%, 60%, dan 50%.

Setelah massa retain ditentukan sebesar 80% dan dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, maka didapatkan geometri *rib* seperti pada Gambar 15 dimana urutan yang teratas merupakan *rib 1* yaitu *rib* yang berada di dekat dengan *fuselage* sampai dengan *rib* ke 12. Pada hasil optimasi tersebut masih terdapat bagian geometri yang masih kasar, sehingga perlu dilakukan *smoothing* atau memperhalus dan mendesain ulang geometri model agar desain tersebut dapat realistis untuk dilakukan manufaktur. Hasil dari proses *smoothing* ini ditunjukkan pada Gambar 16.



Gambar 15. Hasil Simulasi Optimasi Topologi dengan Variasi 80% Massa Retain



Gambar 16. Hasil Redesign pada Rib dengan Massa Retain 80%

F. Simulasi Hasil Topologi dengan masing-masing variasi 50%, 60%, 70%, dan 80%

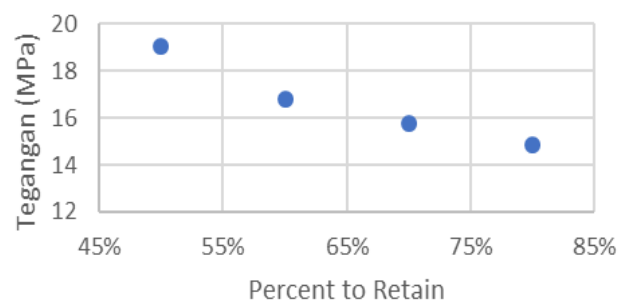
Langkah-langkah simulasi *static structural* pada simulasi tahap akhir ini sama dengan langkah-langkah pada simulasi tahap awal. Dengan pemilihan meshing uniform dan ukuran maksimum elemen sebesar 3.5 mm, dimana settingan

meshing yang digunakan ini akan digunakan untuk geometri dengan variasi yang lainnya juga yaitu pada massa retain 50%, 60%, 70%, 80% untuk didapatkan grafik pengaruh pengurangan massa terhadap kenaikan tegangan *rib*.

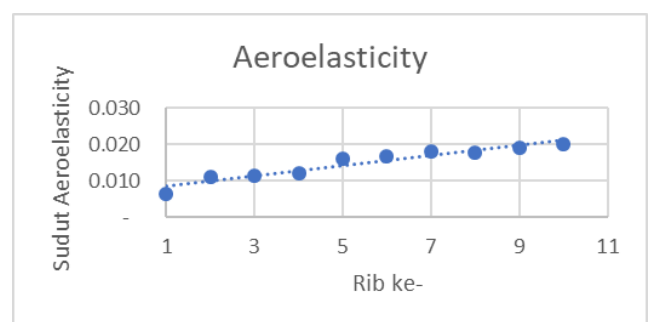
Variasi *rib* pada optimasi topologi 80% selanjutnya dijadikan satu-kesatuan menjadi satu sayap penuh dengan dimensi 2400x300 mm, dan dilakukan *reassembly* menggunakan software *inventor* dimana terdapat 4 elemen seperti pada simulasi tahap awal yaitu berupa *spar*, *support spar*, *ribs*, dan *stressed skin* dimana setiap material akan didefinisikan propertisnya pada software *ANSYS*. Hasil dari simulasi *static structure* pada variasi topologi dengan 80% massa *retain* dapat dilihat pada Gambar 17 berikut yang mempunyai nilai tegangan maksimum sebesar 14.848 Mpa, tegangan maksimum ini masih berada di bawah tegangan yang diijinkan yaitu sebesar 18 MPa.

Hasil dari simulasi *static structure* pada variasi topologi dengan 70%, 60% dan 50% massa *retain*. Dimana variasi 70% sampai dengan 50% mempunyai nilai tegangan maksimum seperti yang ditunjukkan pada Gambar 17 yaitu grafik pengurangan massa terhadap kenaikan tegangan maksimum, dimana variasi topologi dengan 50% massa *retain* memiliki tegangan maksimum melebihi tegangan yang diijinkan material kayu balsa sehingga akan mengalami *failure*.

Tegangan terhadap % Massa



Gambar 17. Grafik Pengurangan Massa Topologi Terhadap Tegangan Maksimum



Gambar 18. Grafik Aeroelasticity pada Sayap dengan Optimasi Topologi 60% Massa Retain

Selain tegangan maksimum sebagai batasan optimasi topologi, deformasi dari sayap juga akan mempengaruhi gaya angkat yang juga menjadi batasan optimasi topologi ini. Dengan deformasi maksimum yang terjadi di ujung sayap atau rib ke 10 dimana pada leading edge dan trailing edge memiliki nilai yang berbeda, sehingga akan menghasilkan sudut serang pada airfoil yang berbeda juga. Perubahan sudut serang maksimum terjadi pada rib ke-9 yaitu sebesar 0.0550 dimana batasan terjadinya stall adalah pada sudut 180°, karena airfoil yang dipilih memiliki momen ke arah nose down maka sudut serang mengalami penurunan yaitu sebesar

0.0550 dimana pada sudut serang yang diakibatkan oleh fenomena ini atau dapat disebut juga dengan aeroelasticity masih memiliki nilai gaya angkat yang sama sehingga optimasi topologi dengan variasi 60 persen massa yang dipertahankan tidak melewati batasan aeroelasticity.

III. KESIMPULAN

Hasil sebelum dilakukan simulasi optimasi topologi menunjukkan besarnya nilai dari tegangan maksimum sebesar 14.551 MPa dan total deformasi maksimum sebesar 92.55 mm.

Hasil setelah dilakukan simulasi optimasi topologi dengan variasi mass percent to retain sebesar 50%, 60%, 70%, dan

80% yang merupakan desain terbaik adalah sayap dengan 60% massa retain dengan tegangan maksimum sebesar 16.771 MPa dan deformasi total sebesar 99.364 mm.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] J. L. Katz, P. Spencer, Y. Wang, A. Misra, O. Marangos, and L. Friis, "On the anisotropic elastic properties of woods," *J. Mater. Sci.*, vol. 43, no. 1, pp. 139–145, 2008.
- [2] J. Cutler, *Understanding Aircraft Structures*. Oxford, England: Blackwell Scientific, 1981.
- [3] D. W. Green, J. E. Winandy, and D. E. Kretschmann, "Mechanical Properties of Wood," Madison, Wisconsin, 1999.
- [4] B. Toson, P. Viot, and J. J. Pesqué, "Finite element modeling of Balsa wood structures under severe loadings," *Eng. Struct.*, vol. 70, pp. 36–52, 2014.